

конца, так и для трубы, открытой с обоих концов. Экспериментально получена дроссельная характеристика ПуВРД. Приведены данные по составу продуктов сгорания на различных режимах работы.

На основе расчётов и экспериментов выявлено существенное влияние аэродинамического клапана в создании тяги.

Библиографический список

1. Ansys Inc. ANSYS® Fluent, Release 18.0, Help System / Ansys Inc.
2. F. Zheng et al. A New Acoustic Model for Valveless Pulsejet and Its Application to Optimization Thrust // J. Eng. Gas Turbines 130(4) (Apr 28, 2008)

УДК 621.452.32

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ КОМПОНОВОК ТРДД ДЛЯ РЕМОТОРИЗАЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ 4-ГО ПОКОЛЕНИЯ

© 2018 А.Б. Агульник, А.П. Скларова, Д.А. Боровиков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

RESEARCH OF ENGINE CHARACTERISTICS FOR 4TH GENERATION FIGHTERS ENGINE REPLACEMENT PROGRAMM

Agulnik A.B., Sklyarova A.P., Borovikov D.A. (Moscow Aviation Institute -National Research University, Moscow, Russian Federation)

There is a large fleet of fighter of the 4th generation that haven't reached their airframe lifespan yet. These aircraft have 4th generation engine installed. The fleet wide engine replacement can increase the aircraft combat effectiveness.

В настоящее время на вооружении находится большой парк истребителей 4-го поколения, как в России, так и за рубежом [1]. На таком истребителе установлены базовые двигатели 4-го поколения АЛ-31Ф. В продолжении, на базе этого двигателя было создано большое количество модификаций, которые отличаются повышенными параметрами цикла, тягой и сниженным удельным расходом топлива. Кроме того существуют варианты модернизации двигателя 4+ на базе его газогенератора (ГГ) с применением в нём различных вариантов компрессоров низкого давления с различными расходом воздуха, коэффициентом полезного действия и степенью сжатия. В связи с этим, возникла идея о ремоторизации данного парка самолётов путем замены базового двигателя на модернизированный двигатель, которая в свою очередь позволит улучшить боевую эффективность летательного аппарата в целом.

В данной работе проведён расчёт и сравнительный анализ дроссельных и высоко-скоростных характеристик 5-ти вариантов

компоновок: 1) базовый двигатель АЛ-31Ф, 2) двигатель поколения 4+, 3) КНД изделия 96+ГГ двигателя поколения 4+, 4) КНД-М2+ГГ двигателя поколения 4+, 5) перспективный КНД+ГГ двигателя поколения 4+.

Анализ характеристик проводился методом математического моделирования характеристик рассматриваемых компоновок в программном комплексе ThermoGTE [2], с учётом внутренних потерь в воздухозаборнике по стандартной кривой ЦИАМ, без учёта внешних потерь и потерь по жидкой линии тока.

Расчёт дроссельных характеристик проводился на режиме полёта $H=0$, $M_n=0$ на бесфорсажных режимах. Дросселирование начинается с максимального боевого режима. Проведённый анализ совмещённых дроссельных характеристик с характеристикой идеального входного устройства на бесфорсажных режимах показал, что качественный характер протекания дроссельных характеристик для рассмотренных двигателей остаётся подобным, количественные отличия ос-

новых параметров рассмотренных двигателей связаны с заданными разными конкретными характеристиками КНД для каждого двигателя.

Расчёт и сравнительный анализ высотно-скоростных характеристик проведён на следующих основных режимах работы двигателя: максимальный учебный (МУ); максимальный боевой (МБ); полный форсированный учебный (ПФ(У)); полный форсированный боевой (ПФ(Б)); особый форсированный режим (ОР).

Программа управления для вариантов компоновок 3-5 оптимизирована из условий получения максимальной тяги во всём диапазоне высот и скоростей на всех основных режимах работы двигателя с учётом ограничений по температуре газа, минимальному запасу газодинамической устойчивости КНД, физическим и приведённым оборотам обоих роторов.

Для вариантов компоновок 4-5 проведена оптимизация смесителя потоков обоих контуров, поскольку КНД-М2 и перспективный КНД отличаются от КНД двигателя 4+ повышенными КПД и степенью сжатия, то при неизменных проходных сечениях обоих контуров смесителя потоков возникают

большие потери полного давления при смешении, что приводит к потере тяги.

Таким образом, в работе проведены расчёты высотно-скоростных и дроссельных характеристик всех вариантов двигателей, анализ и оценка их параметров во всем диапазоне высот и скоростей полёта по сравнению с базовым двигателем. Результаты, полученные в ходе расчёта дроссельных и высотно-скоростных характеристик, показали целесообразность проведения ремоторизации данного парка самолётов.

Библиографический список

1. Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодежная научная конференция: Сборник тезисов докладов. Том 1: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2018. С. 139.
2. Марчуков, Е.Ю. Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчётов турбореактивных двухконтурных двигателей / Е.Ю. Марчуков, И.А. Лещенко, М.Ю. Вовк, А.А. Инюкин. – Воронеж: НАСОСЫ. ТУРБИНЫ. СИСТЕМЫ, 2015. № 2 (15) – С. 45-53.

УДК 621.675

ОПТИМИЗАЦИЯ ДВУХСТУПЕНЧАТОГО НАСОСА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2018 В.М. Зубанов, А.А. Волков, А.И. Корнеева, В.Н. Матвеев

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

OPTIMIZATION OF TWO-STAGE CENTRIFUGAL PUMP OF ROCKET ENGINE

Zubанov V.M., Volkov A.A., Korneeva A.I., Matveev V.N. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The article presents a refining method for a two-stage centrifugal pump. The article describes the process of simplifying the calculation model for the optimization. The optimization goal was the increase of the pump efficiency with preservation or slight increase in the pressure head. The efficiency was increased by 3%.

Центробежные насосы используются повсеместно [1], например в системах водоснабжения и водоотведения. Особое место занимают шнекоцентробежные насосы как устройства для подачи жидких компонентов в камеру ракетного двигателя. В этом случае насос должен обеспечивать высокую производительность и высокую надёжность. Из-

вестно, что более 70% аварий с жидкостным ракетным двигателем произошло из-за поломки в агрегатах турбонасоса [2].

В настоящее время используемые турбонасосные агрегаты для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) были разработаны в 1960-1970 годах. Геометрия насосов первоначально проектировалась по теоретическим